

**IN THE UNITED STATES PATENT AND TRADEMARK OFFICE**

IN RE APPLICATION OF: Taiji TORIGOE, et al.

SERIAL NO: NEW APPLICATION

FILED: HERewith

FOR: METHOD OF FORMING ABRASION-RESISTANT LAYER ON ROTOR BLADE, AN ABRASION-RESISTANT LAYER AND A METHOD OF REGENERATING THE SAME, AND A GAS TURBINE

**REQUEST FOR PRIORITY**

COMMISSIONER FOR PATENTS  
ALEXANDRIA, VIRGINIA 22313

SIR:

- ☒ Full benefit of the filing date of International Application Number PCT/JP02/05911, filed June 13, 2002, is claimed pursuant to the provisions of 35 U.S.C. §120.
- ☐ Full benefit of the filing date(s) of U.S. Provisional Application(s) is claimed pursuant to the provisions of 35 U.S.C. §119(e):  
**Application No.** **Date Filed**
- ☒ Applicants claim any right to priority from any earlier filed applications to which they may be entitled pursuant to the provisions of 35 U.S.C. §119, as noted below.

In the matter of the above-identified application for patent, notice is hereby given that the applicants claim as priority:

<b><u>COUNTRY</u></b>	<b><u>APPLICATION NUMBER</u></b>	<b><u>MONTH/DAY/YEAR</u></b>
Japan	2001-179053	June 13, 2001

Certified copies of the corresponding Convention Application(s)

- ☒ are submitted herewith
- ☐ will be submitted prior to payment of the Final Fee
- ☐ were filed in prior application Serial No. filed
- ☐ were submitted to the International Bureau in PCT Application Number  
Receipt of the certified copies by the International Bureau in a timely manner under PCT Rule 17.1(a) has been acknowledged as evidenced by the attached PCT/IB/304.
- ☐ (A) Application Serial No.(s) were filed in prior application Serial No. filed ; and
- ☐ (B) Application Serial No.(s)  
☐ are submitted herewith  
☐ will be submitted prior to payment of the Final Fee

Respectfully Submitted,

OBLON, SPIVAK, McCLELLAND,  
MAIER & NEUSTADT, P.C.



Norman F. Oblon

Registration No. 24,618  
**Frederick D. Vastine**  
Registration No. 27,013

Customer Number

**22850**

Tel. (703) 413-3000  
Fax. (703) 413-2220  
(OSMMN 05/03)

日 本 国 特 許 庁  
JAPAN PATENT OFFICE

別紙添付の書類に記載されている事項は下記の出願書類に記載されている事項と同一であることを証明する。

This is to certify that the annexed is a true copy of the following application as filed with this Office

出 願 年 月 日

Date of Application:

2001年 6月13日

出 願 番 号

Application Number:

特願2001-179053

[ ST.10/C ]:

[ JP2001-179053 ]

出 願 人

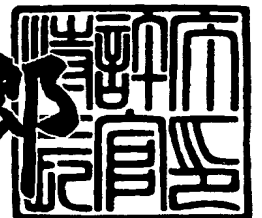
Applicant(s):

三菱重工業株式会社

2003年 1月17日

特 許 庁 長 官  
Commissioner,  
Japan Patent Office

太田信一郎



出証番号 出証特2002-3107020

【書類名】 特許願

【整理番号】 A000006836

【提出日】 平成13年 6月13日

【あて先】 特許庁長官 殿

【国際特許分類】 F01D 5/20

【発明の名称】 動翼用耐摩耗層の形成方法、耐摩耗層及びその再生方法

【請求項の数】 8

【発明者】

【住所又は居所】 兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目1番1号 三菱重工業株式会社高砂研究所内

【氏名】 鳥越 泰治

【発明者】

【住所又は居所】 兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目1番1号 三菱重工業株式会社高砂研究所内

【氏名】 岡田 郁生

【発明者】

【住所又は居所】 兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目1番1号 三菱重工業株式会社高砂製作所内

【氏名】 高橋 孝二

【発明者】

【住所又は居所】 兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目1番1号 三菱重工業株式会社高砂製作所内

【氏名】 大原 稔

【発明者】

【住所又は居所】 兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目1番1号 三菱重工業株式会社高砂研究所内

【氏名】 青木 素直

【発明者】

【住所又は居所】 兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目1番1号 三菱重工業株

式会社高砂製作所内

【氏名】 妻鹿 雅彦

【特許出願人】

【識別番号】 000006208

【氏名又は名称】 三菱重工業株式会社

【代理人】

【識別番号】 100058479

【弁理士】

【氏名又は名称】 鈴江 武彦

【電話番号】 03-3502-3181

【選任した代理人】

【識別番号】 100084618

【弁理士】

【氏名又は名称】 村松 貞男

【選任した代理人】

【識別番号】 100068814

【弁理士】

【氏名又は名称】 坪井 淳

【選任した代理人】

【識別番号】 100092196

【弁理士】

【氏名又は名称】 橋本 良郎

【選任した代理人】

【識別番号】 100091351

【弁理士】

【氏名又は名称】 河野 哲

【選任した代理人】

【識別番号】 100100952

【弁理士】

【氏名又は名称】 風間 鉄也

【手数料の表示】

【予納台帳番号】 011567

【納付金額】 21,000円

【提出物件の目録】

【物件名】 明細書 1

【物件名】 図面 1

【物件名】 要約書 1

【包括委任状番号】 0001618

【ブルーフの要否】 要

【書類名】 明細書

【発明の名称】 動翼用耐摩耗層の形成方法、耐摩耗層及びその再生方法

【特許請求の範囲】

【請求項 1】 ケーシングに固定された分割環に近接して配置されたタービンやジェットエンジン等の動翼の先端に形成される耐摩耗層の形成方法において

母材上にニッケルストライクメッキを行い、第 1 のメッキ層を形成する工程と、第 1 のメッキ層上に少なくとも Cr, Al, Y を含む合金粒子を分散したニッケルメッキを行い、第 2 のメッキ層を形成する工程、この第 2 のメッキ層上に少なくとも Cr, Al, Y を含む合金粒子と硬質粒子を分散してニッケルメッキを行い、第 3 のメッキ層を形成する工程と、この第 3 のメッキ層上に少なくとも Cr, Al, Y を含む合金粒子を分散したメッキを行い、第 3 のメッキ層中の硬質粒子が一部露出するように第 4 のメッキ層を形成する工程と、中間熱処理によりメッキ層中の合金粒子をメッキ層中に拡散させて合金層を形成する工程とを具備することを特徴とする動翼用耐摩耗層の形成方法。

【請求項 2】 前記合金層を形成した後、Al 拡散処理又は Al-Si 拡散処理を行い、合金層の表面に Al 又は Al-Si 拡散層を形成する工程を具備することを特徴とする請求項 1 記載の動翼用耐摩耗層の形成方法。

【請求項 3】 前記中間熱処理は、500～1100℃、0.5～3 時間がかつ不活性雰囲気で行うことを特徴とする請求項 1 若しくは請求項 2 記載の動翼用耐摩耗層の形成方法。

【請求項 4】 ケーシングに固定された分割環に近接して配置されたタービンやジェットエンジン等の動翼の先端に形成される耐摩耗層において、硬質粒子の一部が露出するとともに、少なくとも Cr, Al, Y を含む合金粒子が分散・拡散された合金層が母材上に形成されていることを特徴とする動翼用耐摩耗層。

【請求項 5】 前記合金層の表面に、前記硬質粒子の一部が露出するように Al 又は Al-Si 拡散層が形成されていることを特徴とする請求項 4 記載の動翼用耐摩耗層。

【請求項 6】 ケーシングに固定された分割環に近接して配置されたタービ

ンやジェットエンジン等の動翼の先端に形成された、硬質粒子の一部が露出するように分散・拡散して形成された少なくともCr, Al, Yを含む合金層を具備した動翼用耐摩耗層を再生する方法であり、

動翼の運転につれて、前記硬質粒子が脱落する程度に前記合金層が研磨された場合、母材上の合金層の全てを除去した後、請求項1の各工程を行うことを特徴とする動翼用耐摩耗層の再生方法。

【請求項7】 ケーシングに固定された分割環に近接して配置されたタービンやジェットエンジン等の動翼の先端に形成された、硬質粒子の一部が露出するように分散・拡散して形成された少なくともCr, Al, Yを含む合金層を具備した動翼用耐摩耗層を再生する方法であり、

動翼の運転につれて、前記硬質粒子が脱落する程度に前記前記合金層が研磨された場合、母材上の合金層のうち第1のメッキ層に相当する部分の合金層を残して除去した後、請求項1における第2のメッキ層の形成工程以降の各工程を行うことを特徴とする動翼用耐摩耗層の再生方法。

【請求項8】 ケーシングに固定された分割環に近接して配置されたタービンやジェットエンジン等の動翼の先端に形成された、硬質粒子の一部が露出するように分散・拡散して形成された少なくともCr, Al, Yを含む合金層を具備した動翼用耐摩耗層を再生する方法であり、

動翼の運転につれて、前記硬質粒子が脱落する程度に前記前記合金層が研磨された場合、母材上の合金層のうち第1のメッキ層及び第2のメッキ層に相当する部分の合金層を残して除去した後、請求項1における第3のメッキ層の形成工程以降の各工程を行うことを特徴とする動翼用耐摩耗層の再生方法。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】

本発明は動翼用耐摩耗層の形成方法、耐摩耗層及びその再生方法に関し、詳しくは産業用ガスタービン、ジェットエンジンなどの高温部品である動翼に適用されるものである。

【0002】

## 【従来の技術】

周知の如く、ガスタービン等に使用される動翼（タービン翼）1は、図7に示すようにケーシング2に固定された分割環3に一定の距離をおいて配置されて使用されている。前記分割環3の先端部は、一般にTBC等の $ZrO_2$ 系セラミックスから構成されている。

## 【0003】

従来、ガスタービンの効率を向上するための一つの手段として、タービン翼1と分割環3とのクリアランスLを低減することが挙げられる。しかしながら、クリアランスLをつめすぎると、ケーシング2の熱変形等に起因するタービン翼1と分割環3との接触によりタービン翼1が損傷を受ける恐れがあるので、ある程度のクリアランスは常に確保しなければならない。これは、タービン翼及び分割環のクリアランスとタービン翼の運転時間との関係に起因する。つまり、図8に示すように、タービン翼が早く温まって高温に達するのに対し、ケーシングはすぐに高温に達しないので、タービン翼の動き始めはクリアランスが大きい、ある程度運転（時間 $T_{min}$ ）して上記クリアランスが最小になり、更に運転（時間 $t$ ）を続けると再度クリアランスは大きくなる。また、長時間の運転に対しては徐々にケーシングが変形し、あってはならないことであるが、定格運転中に接触する可能性も皆無とはいえない。

## 【0004】

そのため、航空機エンジンでは、タービン翼側にアブレイシブコーティングと呼ばれる耐摩耗コーティングを施工している。これは、硬質粒子をMCrAlY（M：Ni又はCo等の金属の少なくとも一方を含む合金）のマトリックスで埋め込んだ形態をなしている。なお、本発明でいう硬質粒子とは、 $Al_2O_3$ （アルミナ）、SiC（炭化ケイ素）、 $Si_3N_4$ （窒化ケイ素）、cBN（立方晶窒化ホウ素）等を混合したものを示す。

## 【0005】

しかし、cBNは900℃以上の高温で酸化してしまうので、高温で長時間使用される産業用ガスタービンには不向きである。また、MCrAlYマトリックスのみでは、十分な耐酸化性が得られないという問題があった。



## 【0006】

## 【発明が解決しようとする課題】

本願第1の発明の目的は、母材上にニッケルストライクメッキを行い、第1のメッキ層を形成する工程と、第1のメッキ層上に少なくともCr, Al, Yを含む合金粒子を分散したニッケルメッキを行い、第2のメッキ層を形成する工程、この第2のメッキ層上に少なくともCr, Al, Yを含む合金粒子と硬質粒子を分散してニッケルメッキを行い、第3のメッキ層を形成する工程と、この第3のメッキ層上に少なくともCr, Al, Yを含むを分散したメッキを行い、第3のメッキ層中の硬質粒子が一部露出するように第4のメッキ層を形成する工程と、中間熱処理によりメッキ層中の合金粒子をメッキ層中に拡散させて合金層を形成する工程とを具備した構成にすることにより、耐酸化性に優れ、長時間の使用に耐えうる動翼用耐摩耗層の形成方法を提供することを目的とする。

## 【0007】

本願第2の発明の目的は、硬質粒子の一部が露出するとともに、少なくともCr, Al, Yを含む合金粒子が分散・拡散された合金層を母材上に形成する構成とすることにより、耐酸化性に優れ、長時間の使用に耐えうる動翼用耐摩耗層を提供することにある。

## 【0008】

本願第3の発明の目的は、動翼の運転につれて、前記硬質粒子が脱落する程度に合金層が研磨された場合、母材上の合金層の全てを除去した後、第1の発明の各工程を行う構成にすることにより、簡単に耐酸化性に優れ、長時間の使用に耐えうる動翼用耐摩耗層を再生する方法を提供することにある。

## 【0009】

本願第4の発明の目的は、動翼の運転につれて、前記硬質粒子が脱落する程度に前記前記合金層が研磨された場合、母材上の合金層のうち第1のメッキ層に相当する部分の合金層を残して除去した後、第1の発明における第2のメッキ層の形成工程以降の各工程を行う構成にすることにより、簡単に耐酸化性に優れ、長時間の使用に耐えうる動翼用耐摩耗層を再生する方法を提供することにある。

## 【0010】

本願第5の発明の目的は、動翼の運転につれて、前記硬質粒子が脱落する程度に前記前記合金層が研磨された場合、母材上の合金層のうち第1のメッキ層及び第2のメッキ層に相当する部分の合金層を残して除去した後、第1の発明における第3のメッキ層の形成工程以降の各工程を行う構成にすることにより、簡単に耐酸化性に優れ、長時間の使用に耐えうる動翼用耐摩耗層を再生する方法を提供することにある。

## 【0011】

## 【課題を解決するための手段】

本願第1の発明は、ケーシングに固定された分割環に近接して配置されたタービンやジェットエンジン等の動翼の先端に形成される耐摩耗層の形成方法において、母材上にニッケルストライクメッキを行い、第1のメッキ層を形成する工程と、第1のメッキ層上に少なくともCr, Al, Yを含む合金粒子を分散したニッケルメッキを行い、第2のメッキ層を形成する工程、この第2のメッキ層上に少なくともCr, Al, Yを含む合金粒子と硬質粒子を分散してニッケルメッキを行い、第3のメッキ層を形成する工程と、この第3のメッキ層上に少なくともCr, Al, Yを含む合金粒子を分散したメッキを行い、第3のメッキ層中の硬質粒子が一部露出するように第4のメッキ層を形成する工程と、中間熱処理によりメッキ層中の合金粒子をメッキ層中に拡散させて合金層を形成する工程とを具備することを特徴とする動翼用耐摩耗層の形成方法である。

## 【0012】

本願第2の発明は、ケーシングに固定された分割環に近接して配置されたタービンやジェットエンジン等の動翼の先端に形成される耐摩耗層において、硬質粒子の一部が露出するとともに、少なくともCr, Al, Yを含む合金粒子が分散・拡散された合金層が母材上に形成されていることを特徴とする動翼用耐摩耗層である。

## 【0013】

本願第3の発明は、ケーシングに固定された分割環に近接して配置されたタービンやジェットエンジン等の動翼の先端に形成された、硬質粒子の一部が露出するように分散・拡散して形成された少なくともCr, Al, Yを含む合金層を具

備した動翼用耐摩耗層を再生する方法であり、動翼の運転につれて、前記硬質粒子が脱落する程度に前記合金層が研磨された場合、母材上の合金層の全てを除去した後、第1の発明の各工程を行うことを特徴とする動翼用耐摩耗層の再生方法である。

## 【0014】

本願第4の発明は、ケーシングに固定された分割環に近接して配置されたタービンやジェットエンジン等の動翼の先端に形成された、硬質粒子の一部が露出するように分散・拡散して形成された少なくともCr, Al, Yを含む合金層を具備した動翼用耐摩耗層を再生する方法であり、動翼の運転につれて、前記硬質粒子が脱落する程度に前記前記合金層が研磨された場合、母材上の合金層のうち第1のメッキ層に相当する部分の合金層を残して除去した後、第1の発明における第2のメッキ層の形成工程以降の各工程を行うことを特徴とする動翼用耐摩耗層の再生方法である。

## 【0015】

本願第5の発明は、ケーシングに固定された分割環に近接して配置されたタービンやジェットエンジン等の動翼の先端に形成された、硬質粒子の一部が露出するように分散・拡散して形成された少なくともCr, Al, Yを含む合金層を具備した動翼用耐摩耗層を再生する方法であり、動翼の運転につれて、前記硬質粒子が脱落する程度に前記前記合金層が研磨された場合、母材上の合金層のうち第1のメッキ層及び第2のメッキ層に相当する部分の合金層を残して除去した後、第1の発明における第3のメッキ層の形成工程以降の各工程を行うことを特徴とする動翼用耐摩耗層の再生方法である。

## 【0016】

## 【発明の実施の形態】

以下、本発明について更に詳細に説明する。

本発明において、母材上に形成されるストライクメッキにより形成される第1のメッキ層は母材の酸化を防ぐためのものである。上記ストライクメッキは、例えば塩化ニッケル+塩酸浴により行うが、これに限定されない。また、電解時の電流や時間等も適宜設定することができる。本発明において、Ni又はCoの少

なくとも一方を含む合金粒子とは、Niのみを含む合金粒子、あるいはCoのみを含む合金粒子、Ni及びCoの両者を含む合金粒子を意味する。

## 【0017】

本発明において、中間熱処理の条件は、熱処理温度：500～1100℃、時間：0.5～3hとし、かつN<sub>2</sub>若しくはAr、He等のガス雰囲気で行うことが好ましい。これは、500℃未満ではコーティングの拡散がほとんど進行しないのに対し、1100℃を超えると母材との反応が進み過ぎて、コーティングが変質する恐れがあり、500～1100℃であれば、均質な皮膜を得ることができるからである。

## 【0018】

本発明において、中間熱処理を施して合金層を形成した後、Al拡散処理若しくはAl-Si拡散処理を施して、合金層の表面にAl拡散層若しくはAl-Si拡散層を形成することが好ましい。この拡散層の形成により、合金層の表面が一層硬化するため、耐摩耗層の耐酸化性を一層高めることができる。

## 【0019】

本発明において、「中間熱処理によりメッキ層中の合金粒子をメッキ層中に拡散させる」とは、この中間熱処理前の段階ではMCrAlY粒子が単にメッキ層中に分散しているのみで不均質であり耐酸化性に劣るので、MCrAlY粒子がNiなどの粒子と化学的に一体化した状態にし、全体が合金化の状態にして耐酸化性を向上させることを意味する。

## 【0020】

本発明において、合金層に含まれているアルミナ粒子は運転につれて露出度が大きくなって削りとられるので、タービン翼の先端に形成された耐摩耗層の本体の機能を失う。そこで、第3～第5の発明では、残存する合金層を適宜除去して再生を行うものである。具体的には、第3の発明では合金層の全てを除去した後、第1の発明における各工程全てを行い、第4、第5の発明では第1の発明における各工程のうち途中の工程から行って耐摩耗層(合金層)の再生を行うものである。従って、タービン翼の母材に損傷を与えることなく、簡単な工程で耐酸化性に優れ、長期間の使用に耐えうる耐摩耗層を再生することができる。

【0021】

## 【実施例】

以下、本発明の実施例に係る耐摩耗層の形成方法及びその再生方法について説明する。なお、下記実施例で述べる各部材の材料、数値等は一例を示すもので、本発明の権利範囲を特定するものではない。

【0022】

## (実施例1)

図1 (A) ~ (F) を参照する。

まず、Ni系合金からなる母材11上に、ニッケルメッキストライクを行い、第1のメッキ層12を形成した(図1 (A) 参照)。ここで、ニッケル(Ni)メッキは、塩化ニッケル: 250 g/l + 塩酸: 110 cc/l を収容したワット浴を用い、15 A/dm<sup>2</sup> × 3分の条件で行った。

【0023】

次に、前記第1のメッキ層12上に、例えばCo-32wt%Ni-21wt%Cr-8wt%Al-0.5wt%Y (以下、MCrAlYと呼ぶ) 粒子を分散したNiメッキを行い、第2のメッキ層13を形成した(図1 (B) 参照)。なお、図1 (B) 中の付番14は、MCrAlY粒子を示す。

【0024】

つづいて、第2のメッキ層13上に、MCrAlY粒子14と硬質粒子(Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> 及びSiC, cBNなどの混合粒子) の両方を分散したNiメッキを行い、第3のメッキ層15を形成した(図1 (C) 参照)。ここで、これら硬質粒子を用いるのは、アルミナが千数百度まで安定であることと、cBNは900℃までは安定であるため、そこまでの切削性が非常に優れているので、これら両面を反映するためである。なお、図1 (C) 中の付番16は、硬質粒子を示す。また、図1 (C) の状態では、硬質粒子16の大部分が露出されている。

【0025】

ひきつづき、MCrAlY粒子14を分散したNiメッキをアルミナ粒子16が大半埋まるところまで行い、第4のメッキ層17を形成した(図1 (D) 参照)。

## 【 0 0 2 6 】

更に、中間熱処理により、各メッキ層 1 3, 1 5, 1 7 中の M C r A l Y 粒子 1 4 を拡散させ、合金層 1 8 を形成した（図 1（E）、図 3 及び図 4 参照）。ここで、中間熱処理の条件は、1 0 8 0℃、4 時間、N<sub>2</sub> 雰囲気とした。なお、図 3 は図 1（E）の表面を顕微鏡（倍率：4 0 倍）で撮影した写真を示し、図 4 は図 1（E）の断面を顕微鏡（倍率：1 0 0 倍）で撮影した写真図を示す。

## 【 0 0 2 7 】

この後、合金層 1 8 の耐酸化性を大幅に上げるために、A l 拡散処理を行った。これにより、図 1（E）の工程で拡散した合金層 1 8 の表面に A l 拡散層 1 9 が形成された。（図（F）、図 5 及び図 6 参照）。なお、図 5 は図 1（F）の表面を顕微鏡（倍率：4 0 倍）で撮影した写真を示し、図 6 は図 1（F）の断面を顕微鏡（倍率：1 0 0 倍）で撮影した写真を示す。但し、合金層 1 8 中の硬質粒子 1 6 の粒子は、A l 拡散層 1 9 の表面から露出した状態にある。

## 【 0 0 2 8 】

上記実施例 1 のようにして形成された動翼用耐摩耗層は、図 1（F）に示すように、アルミナ粒子 1 6 の一部が露出するとともに、M C r A l Y 粒子 1 4 が分散・拡散された N i、C o の両者を含む合金層 1 8 が母材 1 1 上に形成された構成となっている。従って、こうした構成の耐摩耗層を有したタービン翼 1 を図 7 に示すように分割環 3 の近くに配置して使用した場合、タービン翼 1 の先端が仮に分割環 3 と接触しても、分割環 3 が耐摩耗層の表面から露出するアルミナ粒子 1 6 によって削られて耐摩耗層が損傷しないので、分割環 3 とタービン翼 1 とのクリアランスを従来と比べ小さくすることができ、タービンの効率を向上することができる。

## 【 0 0 2 9 】

なお、上記実施例 1 では、M C r A l Y 粒子として N i 及び C o の両者を含む合金からなる粒子を用いた場合について述べたが、これに限らず、N i、C o、その他の合金などを一種類以上含む M C r A l Y 粒子を用いてもよい。

また、上記実施例 1 では、合金層を形成した後、A l 拡散処理を行った場合について述べたが、これに限らず、A l - S i 拡散処理を行ってもよい。

## 【0030】

## (実施例2)

図2 (A) ~ (C) を参照する。本実施例2は、耐摩耗層がタービン翼の使用につれて削られた場合の再生方法に関する。即ち、動翼1と分割環3との接触により、動翼用耐摩耗層の表面のA1拡散層19が分割環3との接触により図2 (A) の状態から削られる。その結果、A1拡散層19中に大部分が収容されているアルミナ粒子16が脱落し、図2 (B) のような状態となる。そこで、図1の第1のメッキ層12及び第2のメッキ層13に相当する合金層18部分を残して除去し、図2 (C) のような状態にする。この後、実施例1で述べたように、図1 (C) ~ (F) の工程を経て損傷した耐摩耗層の再生を完了させた。

## 【0031】

実施例2によれば、簡単な方法で耐酸化性に優れかつ長時間の使用に耐えうる耐摩耗層の再生が可能となる。

## 【0032】

なお、実施例2では、図2 (C) のように第1のメッキ層12及び第2のメッキ層13に相当する合金層18部分を除去した場合について述べたが、これに限らず、タービン翼の使用に応じて第2のメッキ層13に相当する合金層18部分まで損傷した場合は、第2のメッキ層13に相当する合金層18部分まで除去した後、実施例1で述べたように、図1 (C) ~ (F) の工程を経て損傷した耐摩耗層の再生を行ってもよい。

## 【0033】

また、タービン翼の使用に応じて第1メッキ層12に相当する合金層18部分まで損傷した場合は、第1のメッキ層12に相当する合金層18部分まで除去した後、実施例1で述べたように、図1 (B) ~ (F) の工程を経て損傷した耐摩耗層の再生を行ってもよい。

## 【0034】

## 【発明の効果】

以上詳述したように本発明によれば、耐酸化性に優れ、長時間の使用に耐えうる動翼用耐摩耗層及びその形成方法を提供できる。

また、本発明によれば、簡単な工程で耐酸化性に優れ、長時間の使用に耐える動翼用耐摩耗層を再生する方法を提供できる。

【図面の簡単な説明】

【図 1】

本発明の実施例 1 に係る耐摩耗層の形成方法を工程順に示す説明図。

【図 2】

本発明の実施例 2 に係る耐摩耗層の再生方法を工程順に示す説明図。

【図 3】

図 1（E）工程における耐摩耗層の金属組織を顕微鏡（×40 倍）で観察した場合の写真。

【図 4】

図 1（F）工程における耐摩耗層の金属組織を顕微鏡（×100 倍）で観察した場合の写真。

【図 5】

図 1（E）工程における耐摩耗層の金属組織を顕微鏡（×40 倍）で観察した場合の写真。

【図 6】

図 1（F）工程における耐摩耗層の金属組織を顕微鏡（×40 倍）で観察した場合の写真。

【図 7】

タービン翼と分割環との関係を示す説明図。

【図 8】

タービン翼と分割環とのクリアランスと運転時間関係を示す特性図。

【符号の説明】

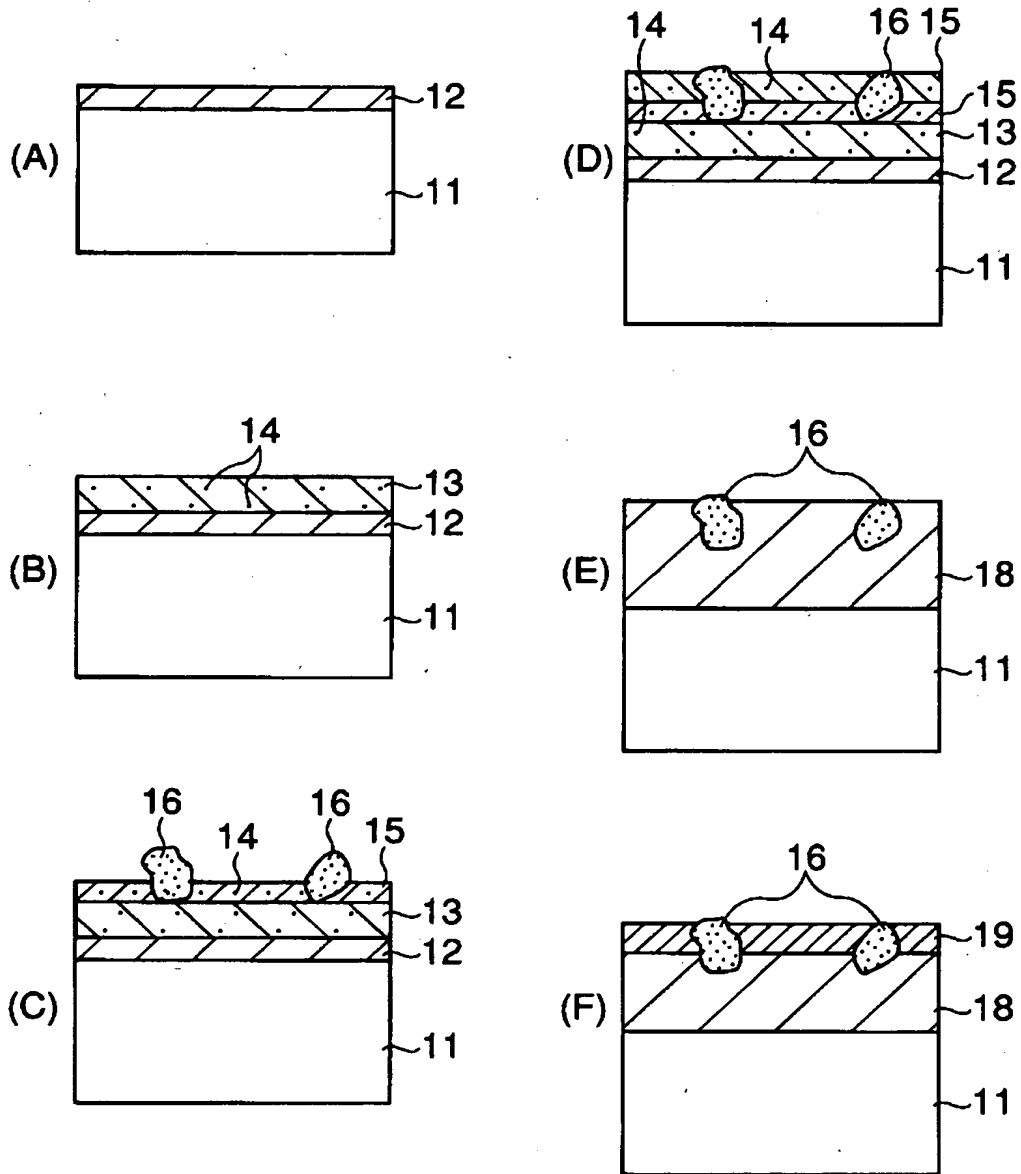
- 1 1 …母材、
- 1 2 …第 1 のメッキ層、
- 1 3 …第 2 のメッキ層、
- 1 4 …MC r A l Y 粒子、
- 1 5 …第 3 のメッキ層、



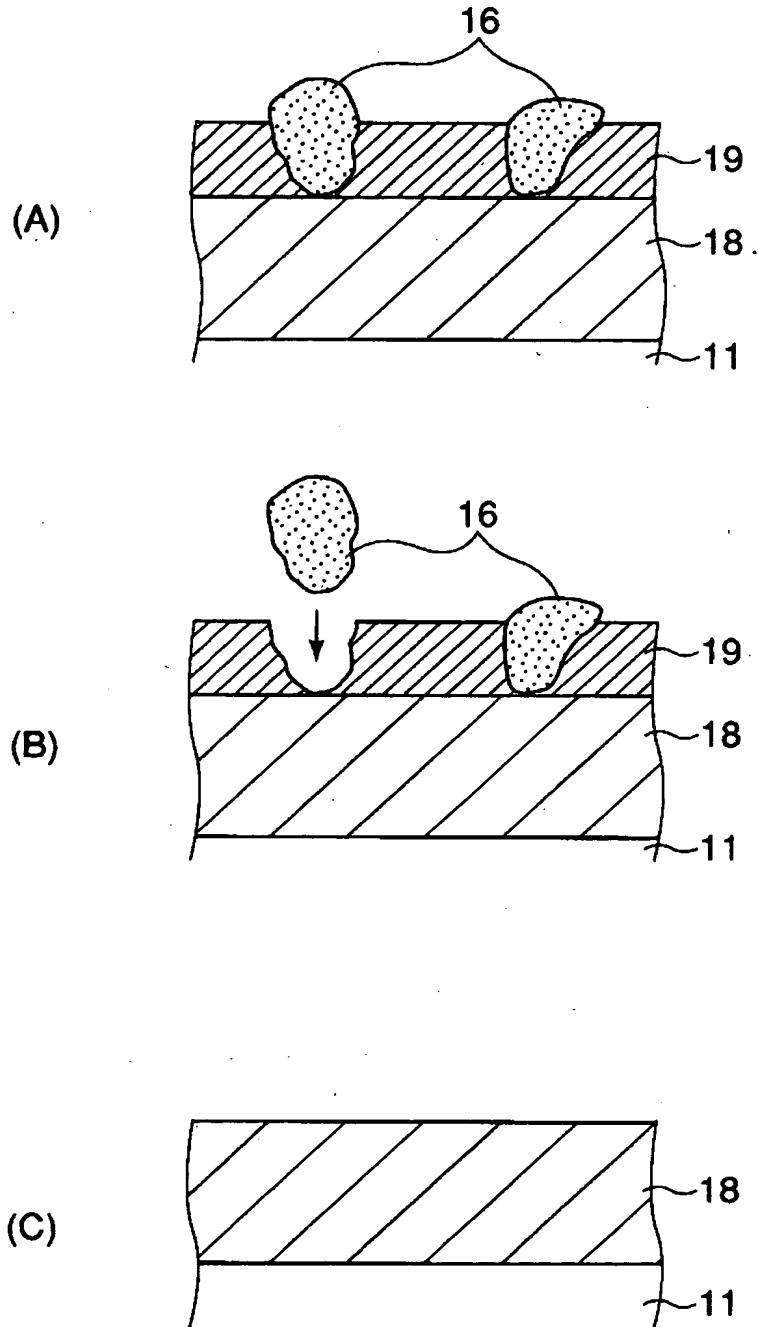
- 1 6 … 硬質粒子、
- 1 7 … 第 4 のメッキ層、
- 1 8 … 合金層、
- 1 9 … A l 拡散層。

【書類名】 図面

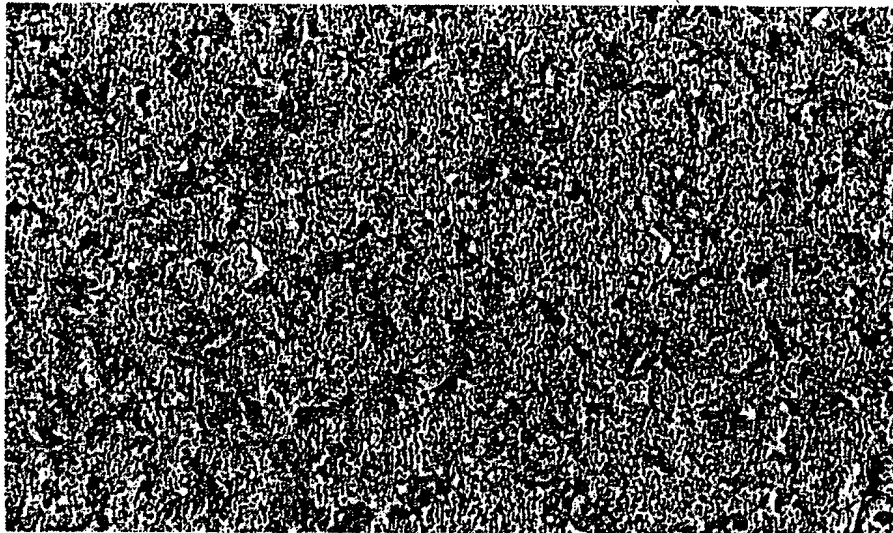
【図 1】



【図 2】

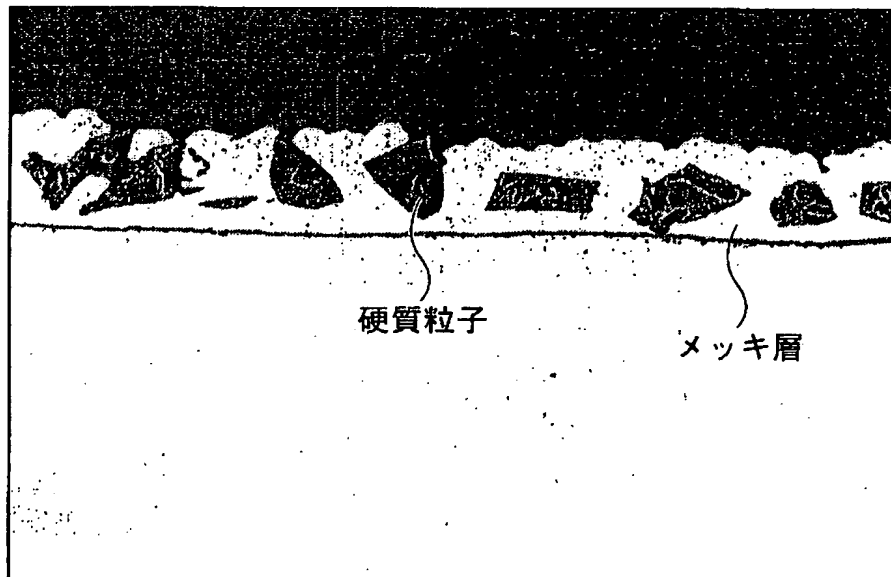


【図 3】



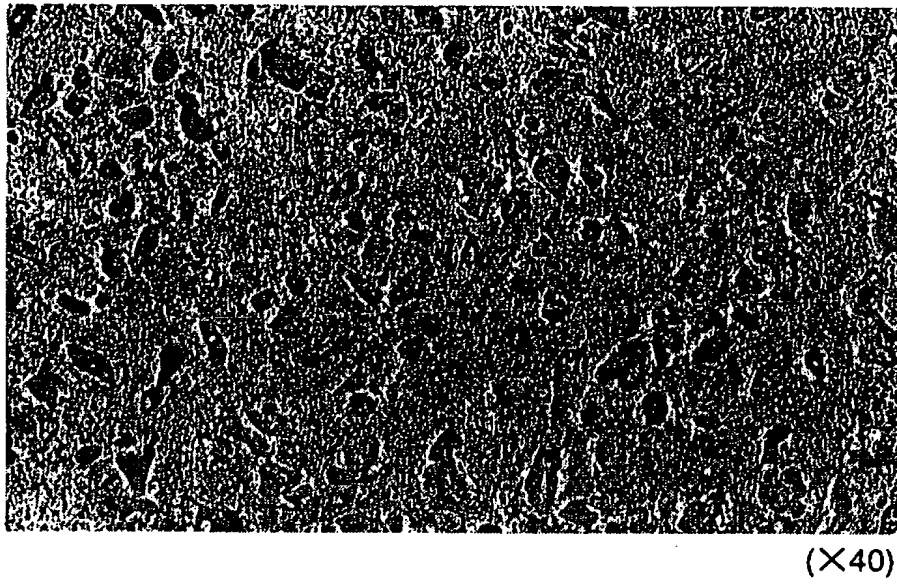
(×40)

【図 4】

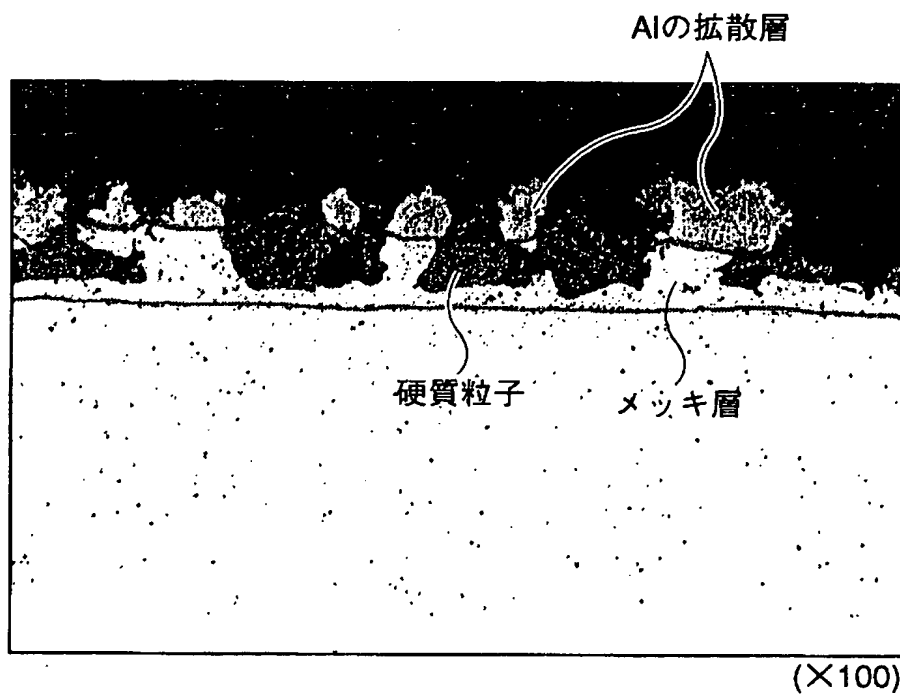


(×100)

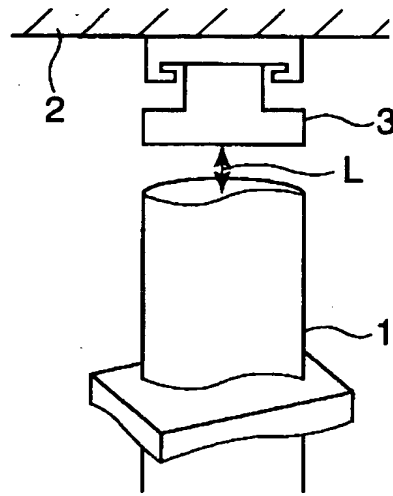
【図5】



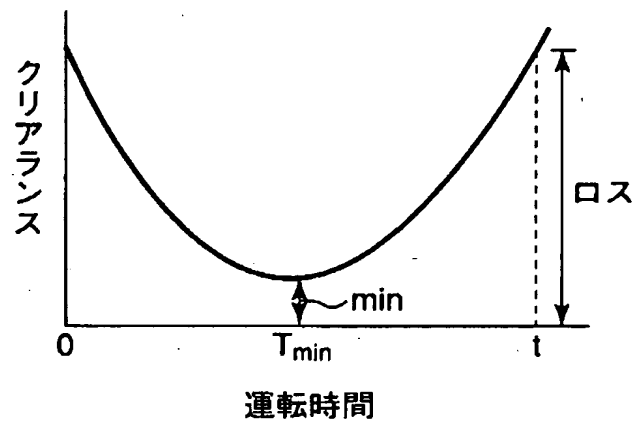
【図6】



【図 7】



【図 8】



【書類名】 要約書

【要約】

【課題】 立方晶窒化ホウ素からなる層の900℃を超える高温での酸化防止を図るとともに、それ以上の温度域での耐摩耗性を維持を向上することを課題とする。

【解決手段】 母材11上に第1のメッキ層12を形成する工程と、第1のメッキ層上に少なくともCr, Al, Yを含む合金粒子を分散したニッケルメッキを行い、第2のメッキ層13を形成する工程、該第2のメッキ層上にNi又はCoの少なくとも一方を含む合金粒子と硬質粒子16を分散してニッケルメッキを行い、第3のメッキ層15を形成する工程と、該第3のメッキ層上に少なくともCr, Al, Yを含む合金粒子を分散したメッキを行い、第3のメッキ層中の硬質粒子16が一部露出するように第4のメッキ層17を形成する工程と、中間熱処理によりメッキ層中の合金粒子をメッキ層中に拡散させ合金層18を形成する工程とを具備することを特徴とする。

【選択図】 図1

出 願 人 履 歴 情 報

識別番号 [000006208]

1. 変更年月日	1990年 8月10日
[変更理由]	新規登録
住 所	東京都千代田区丸の内二丁目5番1号
氏 名	三菱重工業株式会社